



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2017년04월14일
(11) 등록번호 10-1727254
(24) 등록일자 2017년04월10일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)

B64D 45/04 (2006.01) B64D 45/08 (2006.01)
B64D 47/02 (2006.01) G01S 13/04 (2006.01)
G01S 13/93 (2006.01)

(52) CPC특허분류

B64D 45/04 (2013.01)
B64D 45/08 (2013.01)

(21) 출원번호 10-2015-0185107

(22) 출원일자 2015년12월23일

심사청구일자 2015년12월23일

(56) 선행기술조사문헌

KR101501528 B1*

KR1020150055656 A*

KR1020110026625 A

KR1020110060306 A

*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

(73) 특허권자

충남대학교산학협력단

대전광역시 유성구 대학로 99 (궁동, 충남대학교)

석진영

대전광역시 유성구 대학로 99, 산학연교육연구
관801호디브레인(궁동, 충남대학교)

(72) 발명자

석진영

대전광역시 유성구 대학로 99, 산학연교육연구
관801호디브레인(궁동, 충남대학교)

김승균

대전광역시 유성구 반석서로 98, 603동 1101호 (반석동, 반석마을6단지아파트)

정준호

대전광역시 서구 대덕대로 248, A동 1009호 (둔산동)

(74) 대리인

리앤목특허법인

전체 청구항 수 : 총 3 항

심사관 : 조병규

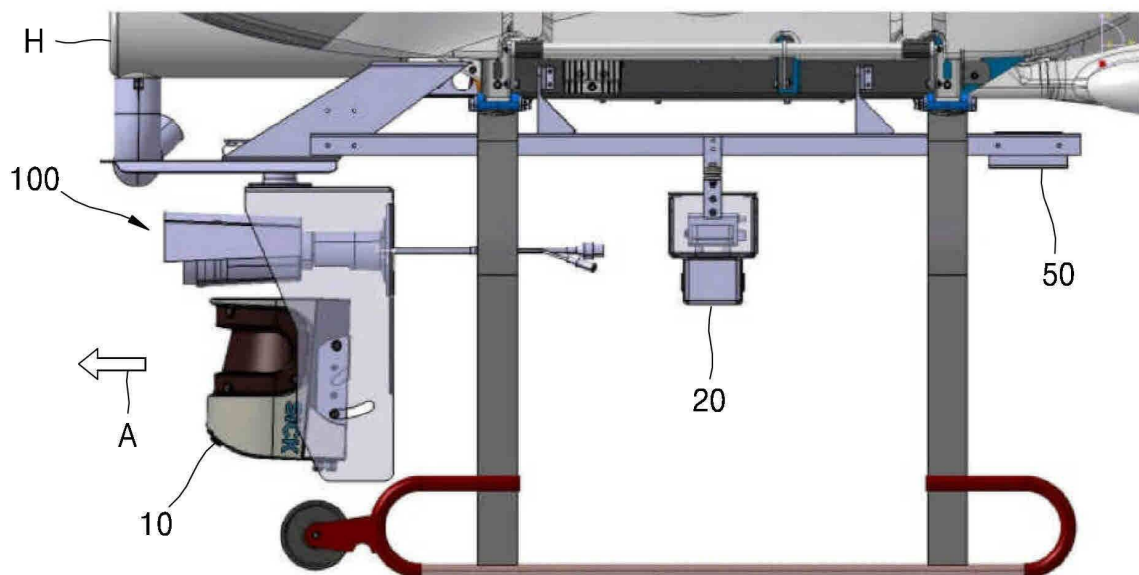
(54) 발명의 명칭 항공기 충돌 방지 장치

(57) 요약

본 발명은 항공기 충돌 방지 장치에 관한 것으로서, 장애물의 위치 정보를 측정하여 획득하는 장애물 위치 획득 장치; 상기 장애물 위치 획득 장치로부터 획득된 정보와, 항공기의 위치 정보를 획득할 수 있는 항공기 위치 획득 장치로부터 획득된 정보와, 항공기의 자세 정보를 획득할 수 있는 항공기 자세 획득 장치로부터 획득된 정보

(뒷면에 계속)

대표도 - 도3



를 처리할 수 있는 중앙 처리 장치;를 포함하며, 상기 중앙 처리 장치는, 적어도 하나의 프로그램이 저장되는 메모리; 및 상기 적어도 하나의 프로그램을 실행하는 프로세서;를 포함하고, 상기 적어도 하나의 프로그램은, 상기 장애물 위치 획득 장치로부터 생성된 장애물의 위치 정보를 활용하여, 지도 정보를 생성하는 매핑 단계; 상기 항공기의 위치 정보와 자세 정보 및 지도 정보를 사용하여, 항공기가 장애물과 충돌하는데 소요되는 충돌 예상 시간을 계산하는 충돌 예상 시간 계산 단계; 상기 충돌 예상 시간이 제1 시간값 이상이면 인지 모드 신호를 발생시키고, 상기 충돌 예상 시간이 제1 시간값 미만이면 주의 모드 신호를 발생시키는 위험 상태 판단 단계;를 실행하는 명령어들을 포함하는 것을 특징으로 한다.

본 발명에 따르면, 상기 장애물 위치 획득 장치로부터 생성된 장애물의 지도 정보를 사용하여 항공기가 지상의 장애물과 충돌하기 전에 미리 단계별 알람 신호를 발생시킬 수 있는 효과가 있다.

(52) CPC특허분류

B64D 47/02 (2013.01)

G01S 13/04 (2013.01)

G01S 13/9303 (2013.01)

B64D 2700/62184 (2013.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 C0191293

부처명 중소기업청

연구관리전문기관 대전충남지방 중소기업청

연구사업명 2014년도 산학협력 기술개발사업

연구과제명 농업용 무인헬기 충돌방지시스템

기 여 율 1/1

주관기관 충남대학교

연구기간 2014.06.01 ~ 2015.05.31

공지예외적용 : 있음

명세서

청구범위

청구항 1

장애물의 위치 정보를 측정하여 획득하는 장애물 위치 획득 장치;

상기 장애물 위치 획득 장치로부터 획득된 정보와, 항공기의 위치 정보를 획득할 수 있는 항공기 위치 획득 장치로부터 획득된 정보와, 항공기의 자세 정보를 획득할 수 있는 항공기 자세 획득 장치로부터 획득된 정보를 처리할 수 있는 중앙 처리 장치;를 포함하며,

상기 중앙 처리 장치는, 적어도 하나의 프로그램이 저장되는 메모리; 및 상기 적어도 하나의 프로그램을 실행하는 프로세서;를 포함하고,

상기 적어도 하나의 프로그램은,

상기 장애물 위치 획득 장치로부터 생성된 장애물의 위치 정보를 활용하여, 지도 정보를 생성하는 매핑 단계;

상기 항공기의 위치 정보와 자세 정보 및 지도 정보를 사용하여, 항공기가 장애물과 충돌하는데 소요되는 충돌 예상 시간을 계산하는 충돌 예상 시간 계산 단계;

상기 충돌 예상 시간이 제1 시간값 이상이면 인지 모드 신호를 발생시키고, 상기 충돌 예상 시간이 제1 시간값 미만이면 주의 모드 신호를 발생시키는 위험 상태 판단 단계;를 실행하는 명령어들을 포함하며,

상기 충돌 예상 시간은 아래의 식으로 정의되는 적어도 하나 이상의 반-타원으로 결정되며,

$$R = \begin{cases} \frac{a_r b}{\left(\sqrt{a_r^2 + (b^2 - a_r^2) \cos^2(\gamma)} \right)}, & 0 \leq \gamma \leq \frac{\pi}{2} \\ \frac{a_l b}{\left(\sqrt{a_l^2 + (b^2 - a_l^2) \cos^2(\gamma)} \right)}, & \frac{\pi}{2} < \gamma \leq \pi \end{cases}$$

여기서, a_r 과 a_l 은 각각 반-타원 형상의 횡방향에 대한 거리 기준이며, b 는 종방향에 대한 거리 기준이며, γ 는 각도로서 0도 내지 180도의 값을 가지며, R 은 거리이며, 상기 반-타원 형상의 종방향은 항공기의 기수가 향하는 방향이며, 상기 반-타원의 형상은 항공기의 비행 속도를 고려하여 결정되는 것을 특징으로 하는 항공기 충돌 방지 장치

청구항 2

삭제

청구항 3

제 1항에 있어서,

상기 위험 상태 판단 단계에서는,

상기 충돌 예상 시간이 제2 시간값 미만이면 경고 모드 신호를 발생시키고, 상기 충돌 예상 시간이 제3 시간값 미만이면 충돌 모드 신호를 발생시키며, 상기 제2 시간값은 상기 제1 시간값보다 작고, 상기 제3 시간값은 상기 제2 시간값보다 작은 것을 특징으로 하는 항공기 충돌 방지 장치

청구항 4

제 1항에 있어서,

상기 장애물 위치 획득 장치는, 레이저 펄스를 쏘고 반사되어 돌아오는 시간을 측정하여 장애물의 위치를 획득하는 레이저 레이더를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기 충돌 방지 장치

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 항공기 충돌 방지 장치에 관한 것으로서, 특히 장애물 위치 획득 장치로부터 생성된 장애물의 지도 정보를 사용하여 항공기가 지상의 장애물과 충돌하기 전에 미리 단계별 알람 신호를 발생시킬 수 있는 항공기 충돌 방지 장치에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 항공기 충돌 방지 장치는, 현재 유인항공기에 관련한 연구와 개발이 주를 이루고 있다. 유인항공기의 충돌 방지 장치는 항공기들 사이의 충돌 예방을 목적으로 개발이 되었으며, 이는 중고도 혹은 고고도 비행을 하는 항공기들 사이의 통신을 통해 충돌 위험성을 낮추고 있다.

[0003] 또한 TCAS(Traffic alert and Collision Avoidance System)로 명칭된 항공 관제 충돌 경고 회피 시스템은, 작착이 의무화 되어 모든 항공기가 TCAS를 탑재한 상태로 비행하고 있으며, 항공기 자신의 위치를 송신하도록 되어 있다. 또한, 최근 무인항공기를 기반으로 영상을 통한 충돌방지 연구가 수행되고 있으며, 레이저 센서 기반 기술은 자동차의 무인주행 기술을 위해 적용되었으며, 항공분야에도 다양하게 적용되었다. 유인항공기 항공기 충돌 방지 장치는 조종사의 판단을 위한 보조장치로 활용되고 있으며, 최근 무인항공기, 자율주행 자동차를 위해 충돌 방지 연구가 수행되고 있다.

[0004] 한편, 카네기 멜론 대학(Carnegie Mellon University)은, 도 1에 도시된 바와 같이 유인헬기(H)에 3D LiDAR(레이저 레이더; Light Detection and Range)를 장착하여 지상(G)에 있는 장애물(M)을 스캔하여, 도 2에 도시된 바와 같이 3D 지형지도를 생성하여 디지털처리가 가능하도록 함으로써, 착륙 가능한 지점을 찾도록 하는 연구를 수행하였으나, 3D LiDAR와 디지털처리를 위해서는 항공기 중량이 증가하고, 소모 전력이 증가되어 무인헬기 적용이 어렵다는 문제점이 있다.

[0005] 그리고, TCAS의 경우 항공기들 사이의 충돌방지를 위한 시스템으로서, 항공방제 시 지상에 있는 장애물에 대한 충돌 회피에 적용하기 어렵다는 문제점이 있다.

[0006] 또한, 자율주행 자동차에 적용된 항공기 충돌 방지 장치는, LiDAR 뿐만 아닌 그외의 다양한 센서들이 필요하므로, 시스템의 중량과 소모 전력이 중요한 설계 사항인 무인헬기에 적용키는 어렵다는 문제점이 있다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0007] 본 발명은 상기 문제를 해결하기 위해 안출된 것으로서, 그 목적은 장애물 위치 획득 장치로부터 생성된 장애물의 지도 정보를 사용하여 항공기가 지상의 장애물과 충돌하기 전에 미리 단계별 알람 신호를 발생시킬 수 있도록 구조가 개선된 항공기 충돌 방지 장치를 제공하기 위함이다.

과제의 해결 수단

[0008] 상기 목적을 달성하기 위하여 본 발명에 따른 항공기 충돌 방지 장치는, 장애물의 위치 정보를 측정하여 획득하는 장애물 위치 획득 장치; 상기 장애물 위치 획득 장치로부터 획득된 정보와, 항공기의 위치 정보를 획득할 수 있는 항공기 위치 획득 장치로부터 획득된 정보와, 항공기의 자세 정보를 획득할 수 있는 항공기 자세 획득 장치로부터 획득된 정보를 처리할 수 있는 중앙 처리 장치;를 포함하며, 상기 중앙 처리 장치는, 적어도 하나의 프로그램이 저장되는 메모리; 및 상기 적어도 하나의 프로그램을 실행하는 프로세서;를 포함하고, 상기 적어도 하나의 프로그램은, 상기 장애물 위치 획득 장치로부터 생성된 장애물의 위치 정보를 활용하여, 지도 정보를 생성하는 매핑 단계; 상기 항공기의 위치 정보와 자세 정보 및 지도 정보를 사용하여, 항공기가 장애물과 충돌하는데 소요되는 충돌 예상 시간을 계산하는 충돌 예상 시간 계산 단계; 상기 충돌 예상 시간이 제1 시간값 이상이면 인지 모드 신호를 발생시키고, 상기 충돌 예상 시간이 제1 시간값 미만이면 주의 모드 신호를 발생시키는 위험 상태 판단 단계;를 실행하는 명령어들을 포함하는 것을 특징으로 한다.

[0009] 여기서, 상기 충돌 예상 시간은 아래의 식(1)로 정의되는 적어도 하나 이상의 반-타원으로 결정되며, a_r 과 a_l 은 각각 반-타원 형상의 횡방향에 대한 거리 기준이며, b 는 종방향에 대한 거리 기준이며, γ 는 각도로서 0도 내지

180도의 값을 가지며, R은 거리이며, 상기 반-타원 형상의 종방향은 항공기의 기수가 향하는 방향이며, 상기 반-타원의 형상은 항공기의 비행 속도를 고려하여 결정되는 것이 바람직하다.

[0010] 여기서, 상기 위험 상태 판단 단계에서는, 상기 충돌 예상 시간이 제2 시간값 미만이면 경고 모드 신호를 발생시키고, 상기 충돌 예상 시간이 제3 시간값 미만이면 충돌 모드 신호를 발생시키며, 상기 제2 시간값은 상기 제1 시간값보다 작고, 상기 제3 시간값은 상기 제2 시간값보다 작은 것이 바람직하다.

[0011] 여기서, 상기 장애물 위치 획득 장치는, 레이저 펄스를 쏘고 반사되어 돌아오는 시간을 측정하여 장애물의 위치를 획득하는 레이저 레이더를 포함하는 것이 바람직하다.

발명의 효과

[0012] 본 발명에 따르면, 장애물의 위치 정보를 측정하여 획득하는 장애물 위치 획득 장치; 상기 장애물 위치 획득 장치로부터 획득된 정보와, 항공기의 위치 정보를 획득할 수 있는 항공기 위치 획득 장치로부터 획득된 정보와, 항공기의 자세 정보를 획득할 수 있는 항공기 자세 획득 장치로부터 획득된 정보를 처리할 수 있는 중앙 처리 장치;를 포함하며, 상기 중앙 처리 장치는, 적어도 하나의 프로그램이 저장되는 메모리; 및 상기 적어도 하나의 프로그램을 실행하는 프로세서;를 포함하고, 상기 적어도 하나의 프로그램은, 상기 장애물 위치 획득 장치로부터 생성된 장애물의 위치 정보를 활용하여, 지도 정보를 생성하는 매핑 단계; 상기 항공기의 위치 정보와 자세 정보 및 지도 정보를 사용하여, 항공기가 장애물과 충돌하는데 소요되는 충돌 예상 시간을 계산하는 충돌 예상 시간 계산 단계; 상기 충돌 예상 시간이 제1 시간값 이상이면 인지 모드 신호를 발생시키고, 상기 충돌 예상 시간이 제1 시간값 미만이면 주의 모드 신호를 발생시키는 위험 상태 판단 단계;를 실행하는 명령어들을 포함하므로, 상기 장애물 위치 획득 장치로부터 생성된 장애물의 지도 정보를 사용하여 항공기가 지상의 장애물과 충돌하기 전에 미리 단계별 알람 신호를 발생시킬 수 있는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0013] 도 1은 회전익 항공기에 레이저 레이더가 장착되어 사용되는 상태를 설명하기 위한 도면이다.

도 2는 레이저 레이더에 의하여 생성된 3D 지형지도를 나타내는 도면이다.

도 3은 본 발명의 일 실시예인 항공기 충돌 방지 장치의 레이저 레이더를 나타내는 도면이다.

도 4는 도 3에 도시된 항공기 충돌 방지 장치의 레이저 레이더가 하방으로 회전된 상태를 나타내는 도면이다.

도 5는 도 3에 도시된 항공기 충돌 방지 장치의 각 구성 요소 간의 연결 관계를 나타내는 도면이다.

도 6은 장애물에 대한 충돌 예상 시간을 계산하기 위한 반-타원을 나타내는 도면이다.

도 7은 종방향 이동속도(V_{lon}) 및 횡방향 이동속도(V_{lat})가 모두 0m/s인 경우의 반-타원을 나타내는 도면이다.

도 8은 종방향 이동속도(V_{lon}) 및 횡방향 이동속도(V_{lat})가 모두 1.5m/s인 경우의 반-타원을 나타내는 도면이다.

도 9는 도 3에 도시된 항공기 충돌 방지 장치의 작동 상태를 설명하기 위한 흐름도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0014] 이하에서, 첨부된 도면들을 참조하여 본 발명의 바람직한 실시예를 상세하게 설명하기로 한다.

[0015] 도 3은 본 발명의 일 실시예인 항공기 충돌 방지 장치의 레이저 레이더를 나타내는 도면이며, 도 4는 도 3에 도시된 항공기 충돌 방지 장치의 레이저 레이더가 하방으로 회전된 상태를 나타내는 도면이다. 도 5는 도 3에 도시된 항공기 충돌 방지 장치의 각 구성 요소 간의 연결 관계를 나타내는 도면이다.

[0016] 도 3 내지 도 5를 참조하면, 본 발명의 바람직한 실시예에 따른 항공기 충돌 방지 장치는(100), 헬리콥터와 같은 회전익 항공기(H)가 장애물(M)에 충돌하지 않도록 방지하기 위한 장치로서, 장애물 위치 획득 장치(10)와, 중앙 처리 장치(20)와, 항공기 위치 획득 장치(30)와, 항공기 자세 획득 장치(40)와, 무게 보상추(50)를 포함하여 구성된다.

[0017] 상기 장애물 위치 획득 장치(10)는, 지상(G)에 있는 장애물(M)의 위치 정보를 측정하여 획득하는 장치로서, 본 실시예에서는 도 3에 도시된 바와 같은 레이저 레이더(Light Detection And Ranging; LIDAR; 라이다)를 포함하고 있다.

- [0018] 상기 레이저 레이더(10)는, 레이저 펄스를 쏘고 반사되어 돌아오는 시간을 측정하여 반사체(M)의 위치 좌표를 측정하여 획득하는 레이더 시스템으로서, 레이저와 반사경을 이용해 대상체(M)의 거리를 측정하게 된다.
- [0019] 본 실시예에서는 상기 레이저 레이더(10)는, 레이저의 발사시간과 반사시간을 비행시간법(TOF, time-of-flight)으로 계산하여 항공기(H)와 장애물(M)과의 거리를 측정하게 된다.
- [0020] 상기 레이저 레이더(10)의 내부 반사경(미도시)이, 도 1에 도시된 바와 같이 좌우로 회전함으로써, 일정 영역에 대한 거리 데이터를 검출할 수 있기 때문에, 항공기 또는 위성에 탑재되어 지형 측량에 사용되며, 다양한 연구 기관에서 장애물 검출, 지형 정보 구축 등을 위한 연구를 위하여 사용되고 있으며, 스피드 건이나 자율 이동 로봇 등에도 활용되고 있다.
- [0021] 상기 레이저 레이더(10)의 상세한 구성은 당업자에게 널리 알려져 있으므로, 그에 대한 상세한 설명은 생략하기로 한다.
- [0022] 본 실시예에서 상기 레이저 레이더(10)는, 회전익 항공기(H)의 기체 하부의 전방에 장착되어 있으며, 기수 방향(Heading)(A)을 바라보도록 장착된다. 여기서 상기 기수 방향(A)은, 상기 항공기(H) 종단축의 기수 방향을 의미한다.
- [0023] 상기 레이저 레이더(10)는, 도 4에 도시된 바와 같이 상기 기수 방향(A)에 대하여 상하로 미리 정한 각도(α)만큼 회전 가능하다. 여기서 상기 각도(α)는 0도 내지 30도의 값을 가진다.
- [0024] 상기 중앙 처리 장치(20)는, 적어도 하나의 프로그램이 저장되는 메모리(미도시); 및 상기 적어도 하나의 프로그램을 실행하는 프로세서(미도시);를 포함하는 컴퓨터 장치로서, 상기 장애물 위치 획득 장치(10)의 후방에 장착되어 있다.
- [0025] 상기 중앙 처리 장치(20)는, 도 5에 도시된 바와 같이 상기 장애물 위치 획득 장치(10)와, 항공기 위치 획득 장치(30)와, 항공기 자세 획득 장치(40)와, 통신 장치(60)와 연결되어 있다.
- [0026] 따라서, 상기 중앙 처리 장치(20)는, 상기 장애물 위치 획득 장치(10)로부터 획득된 정보와, 상기 항공기 위치 획득 장치(30)로부터 획득된 정보와, 상기 항공기 자세 획득 장치(40)로부터 획득된 정보를 입력받아 내부적으로 계산하여 원하는 결과를 얻을 수 있다.
- [0027] 상기 중앙 처리 장치(20)는, 통신 장치(60)에 의하여 외부와 무선 통신이 가능하므로, 각종 입력 정보 및 출력 정보를 지상(G)에 있는 조종사와 송수신할 수 있다.
- [0028] 상기 항공기 위치 획득 장치(30)는, 항공기(H)의 위치 정보를 실시간으로 획득할 수 있는 장치로서, 본 실시예에서는 위성항법시스템(GPS; Global Positioning System)를 포함하고 있다.
- [0029] 상기 항공기 자세 획득 장치(40)는, 항공기(H)의 자세 정보를 실시간으로 획득할 수 있는 장치로서, 본 실시예에서는 항공기(H)의 방향과 각속도를 측정할 수 있는 자이로 센서(Cyro sensor)를 포함하고 있다.
- [0030] 상기 무게 보상추(50)는, 상기 중앙 처리 장치(20)의 후방에 장착되는 추로서, 상기 장애물 위치 획득 장치(10) 및 중앙 처리 장치(20)의 무게를 보상하기 위한 장치이다.
- [0031] 이하에서는, 도 9에 도시된 바와 같이 상기 중앙 처리 장치(20)의 메모리에 저장된 상기 적어도 하나의 프로그램이 실행되는 과정의 일례에 대하여 설명하기로 한다.
- [0032] 먼저, 상기 항공기 위치 획득 장치(30)는 항공기(H)의 위치 정보를 획득하고, 상기 항공기 자세 획득 장치(40)는 항공기(H)의 자세 정보를 획득한 후, 상기 위치 정보 및 자세 정보는 상기 중앙 처리 장치(20)로 전달된다. (측정 단계 210)
- [0033] 이어서, 상기 레이저 레이더(10)는 지상(G)에 있는 장애물(M) 등의 위치 정보를 측정하여 획득한 후 상기 중앙 처리 장치(20)로 전달한다. 상기 중앙 처리 장치(20)로 전달된 장애물(M)의 위치 정보는 상기 항공기(H)의 위치 정보 및 자세 정보를 고려하여 보상된다. (보상 단계 220)
- [0034] 상기 레이저 레이더(10)에 의하여 획득되는 데이터는 장애물(M)이 검출되었느냐의 여부에 따라 지도 정보를 생성하는 매핑(mapping)작업이 수행되는데, 먼저 레이저 레이더(10)가 장애물(M)을 검출하였는지를 판단하고(단계 231), 만약 장애물(M)이 검출되었다면 감지된 장애물(M)들의 위치 정보가 미리 정한 매핑 알고리즘에 의하여

누적으로 생성되며(단계 232), 누적된 장애물(M)들의 위치 정보는 매핑 데이터베이스에 저장된다.(단계 233), 이러한 장애물(M) 검출은 비행 중에 반복적으로 수행되며, 상기 매핑 데이터베이스는 중앙 처리 장치(20)의 메모리에 저장되거나 지상(G)에 있는 컴퓨터에 저장될 수도 있다. (매핑 단계 230)

이어서, 상기 매핑 데이터베이스에 구축된 장애물(M) 지도 정보와 항공기(H)의 위치 정보와 자세 정보 및 비행 속도를 고려하여, 항공기(H)가 장애물(M)과 충돌하는데 소요되는 충돌 예상 시간(expected collision time; ECT)을 계산하고, 그 충돌 예상 시간(ECT)의 값에 따라 아래 표 1와 같은 4가지 모드(충돌, 경고, 주의, 인지)로 분류함으로써 항공기(H)의 위험 상태를 판단하게 된다. (위험 상태 판단 단계, 단계 240, 250, 260)

표 1

장애물 검출 모드

모드	경고레벨	예상충돌시간 (ECT, sec)	비고
충돌	4	0~5	알람/충돌회피
경고	3	5~10	
주의	2	10~30	주의음
인지	1	30~	-

상기 충돌 예상 시간(ECT)은, 도 6 내지 도 8에 도시된 바와 같이 극좌표계에서 표시되는 아래의 식 (1)로 정의되는 적어도 하나 이상의 동심원 형상 반-타원(semi-ellipse)(E0, E1, E2, E3)으로 결정된다.

$$R=\begin{cases} \frac{a_r b}{\left(\sqrt{a_r^2+(b^2-a_r^2)\cos^2(\gamma)}\right)}, & 0\leq \gamma\leq \frac{\pi}{2} \\ \frac{a_l b}{\left(\sqrt{a_l^2+(b^2-a_l^2)\cos^2(\gamma)}\right)}, & \frac{\pi}{2}< \gamma\leq \pi \end{cases}$$

----- 식 (1)

여기서, 도 6에 도시된 바와 같이 a_r 과 a_l 은 각각 반-타원 형상의 횡방향(상기 기수 방향(A)과 수직한 방향)에 대한 거리 기준이며, b 는 기수 방향(A)인 종방향에 대한 거리 기준이며, γ 는 각도로서 0도 내지 180도의 값을 가지며, R 은 항공기(H)로부터의 거리이다.

도 7 및 도 8에서, 상기 "충돌" 모드는 장애물(M)이 상기 반-타원(E3)의 내부로 진입한 상태이고, 상기 "경고" 모드는 장애물(M)이 상기 반-타원(E2)와 반-타원(E3)의 사이에 위치한 상태이며, 상기 "주의" 모드는 장애물(M)이 상기 반-타원(E1)와 반-타원(E2)의 사이에 위치한 상태이며, 상기 "인지" 모드는 장애물(M)이 상기 반-타원(E1)의 외부에 위치한 상태이다. 상기 반-타원(E0)은 상기 레이저 레이더(10)의 작동 가능한 최대 반경과 관련된 것으로서 충돌 예상 시간(ECT)의 계산에서는 고려하지 않는다.

상기 반-타원의 형상을 결정하는 a_r 과 a_l 과 b 는 항공기(H)의 비행 속도(V_T)를 고려하여 결정되는데, 본 실시예에서 a_r 과 a_l 과 b 는 항공기(H)의 종방향 이동속도(V_{lon}) 및 횡방향 이동속도(V_{lat})에 따라 결정된다. 여기서 상기 비행 속도(VT)는 상기 종방향 이동속도(V_{lon})와 횡방향 이동속도(V_{lat})의 벡터적 합에 의하여 결정되므로, 도 8에 도시된 바와 같이 크기와 방향을 가지고 있는 벡터 값이다.

본 실시예에서 상기 비행 속도(VT)가 $V_{lon} \leq 1m/s$, $-1m/s \leq V_{lat} \leq 1m/s$ 인 조건을 만족시킬 경우, 저속 비행으로 규정하며 상기 a_r 과 a_l 과 b 는 아래 표 2와 같은 값을 지니며, 도 7에 도시된 바와 같은 복수 개의 타원이 도시된다.

표 2

저속비행 시 장애물 검출 모드에 따른 반-타원 반경

모드	a_r	a_l	b
충돌	5	5	5
경고	10	10	10
주의	30	30	30

인지	80	80	80
----	----	----	----

[0044] 본 실시예에서 상기 비행 속도(VT)가 상기 저속 비행이 아닌 경우에는 상기 a_r 과 a_l 과 b는 아래 표 3 및 표 4와 같은 값을 지니며, 도 7에 도시된 바와 같은 복수 개의 타원이 도시된다. 도 7은 $V_{lon} = 1.5m/s$, $V_{lat} = 1.5m/s$ 인 상태를 나타내는 도면이다.

표 3

[0045] 비행 시 장애물 검출 모드에 따른 반-타원 반경 ($V_{lat} \geq 1m/s$)

모드	a_r	a_l	b
충돌	$5V_{lat}$	5	$5V_{lon}$
경고	$10V_{lat}$	10	$10V_{lon}$
주의	$30V_{lat}$	30	$30V_{lon}$
인지	$80V_{lat}$	80	$80V_{lon}$

표 4

[0046] 비행 시 장애물 검출 모드에 따른 반-타원 반경 ($V_{lat} \leq -1m/s$)

모드	a_r	a_l	b
충돌	5	$5V_{lat}$	$5V_{lon}$
경고	10	$10V_{lat}$	$10V_{lon}$
주의	30	$30V_{lat}$	$30V_{lon}$
인지	80	$80V_{lat}$	$80V_{lon}$

[0047] 만약 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 제1 시간값인 30초 이상이면(단계 241) "인지" 모드 신호를 발생시키고(단계 242), 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 제1 시간값인 30초 미만이고 제2 시간값인 10초 이상이면 "주의" 모드 신호를 발생시킨다(단계 243). 상기 "주의" 모드 신호가 발생되면 상기 통신 장치(60)를 통해 운전자 또는 조종사에게 음향 신호인 주의음을 전달하여, 장애물(M)의 존재를 알리게 된다(단계 244). (주의 모드 판단 단계, 단계 240)

[0048] 만약 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 제2 시간값인 10초 미만이고 제3 시간값인 5초 이상이면(단계 251) "경고" 모드 신호를 발생시키고(단계 252), 상기 "경고" 모드 신호가 발생되면 충돌 회피를 위한 알람 신호를 상기 통신 장치(60)를 통해 운전자 또는 조종사에게 전송하여 충돌 회피 명령 또는 조작을 발생시키도록 유도한다(단계 253). (경고 모드 판단 단계, 단계 250)

[0049] 만약 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 제3 시간값인 5초 미만이면(단계 261) "충돌" 모드 신호를 발생시키고(단계 262), 상기 "충돌" 모드 신호가 발생되면 충돌 회피를 위한 알람 신호를 상기 통신 장치(60)를 통해 운전자 또는 조종사에게 전송하여 충돌 회피 명령 또는 조작을 발생시키도록 유도한다(단계 263). 여기서, 상기 제2 시간값은 상기 제1 시간값보다 작고, 상기 제3 시간값은 상기 제2 시간값보다 작도록 선택된다. (충돌 모드 판단 단계, 단계 260)

[0050] 상술한 항공기 충돌 방지 장치(100)는, 상기 장애물(M)의 위치 정보를 측정하여 획득하는 장애물 위치 획득 장치(10); 상기 장애물 위치 획득 장치(10)로부터 획득된 정보와, 항공기의 위치 정보를 획득할 수 있는 항공기

위치 획득 장치(30)로부터 획득된 정보와, 항공기의 자세 정보를 획득할 수 있는 항공기 자세 획득 장치(40)로부터 획득된 정보를 처리할 수 있는 중앙 처리 장치(20);를 포함하며, 상기 중앙 처리 장치(20)는, 적어도 하나의 프로그램이 저장되는 메모리; 및 상기 적어도 하나의 프로그램을 실행하는 프로세서;를 포함하고, 상기 적어도 하나의 프로그램은, 상기 장애물 위치 획득 장치(10)로부터 생성된 장애물(M)의 위치 정보를 활용하여, 지도 정보를 생성하는 매핑 단계(230); 상기 항공기(H)의 위치 정보와 자세 정보 및 지도 정보를 사용하여, 항공기(H)가 장애물(M)과 충돌하는데 소요되는 충돌 예상 시간(ECT)을 계산하는 충돌 예상 시간 계산 단계; 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 제1 시간값 이상이면 인지 모드 신호를 발생시키고, 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 제1 시간값 미만이면 주의 모드 신호를 발생시키는 위험 상태 판단 단계(240, 250, 260);를 실행하는 명령어들을 포함하므로, 상기 장애물 위치 획득 장치(10)로부터 생성된 장애물(M)의 지도 정보를 사용하여 항공기(H)가 지상(G)의 장애물(M)과 충돌하기 전에 미리 단계별 음성 신호 내지 경광 신호를 발생시킬 수 있는 장점이 있다.

[0051] 그리고 상기 항공기 충돌 방지 장치(100)는, 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 상기 식(1)에 의하여 정의되는 적어도 하나 이상의 반-타원(E_0, E_1, E_2, E_3)으로 결정되며, 상기 반-타원의 형상은 항공기(H)의 비행 속도(V_T)를 고려하여 결정되므로, 도 8에 도시된 바와 같이 우상방으로 비스듬하게 항공기(H)가 비행할 때 그 비행 방향(V_T)을 따라 측정된 상기 반-타원(E_0, E_1, E_2, E_3)들 사이의 간격이 다른 방향을 따라 측정된 상기 반-타원(E_0, E_1, E_2, E_3)들 사이의 간격보다 더 크도록, 상기 반-타원(E_0, E_1, E_2, E_3)들의 형상을 결정할 수 있는 장점이 있다. 즉 비행 방향(VT)의 전방에 있는 장애물(M)은 항공기(H)로부터 더 먼 거리에 있더라도 미리 높은 단계의 알람을 발생시키게 된다. 예컨대 비행 방향(VT)의 전방 40m 지점에 있는 장애물(M)로 인하여는 주의 모드 신호가 발생되지만, 항공기(H)의 좌측 방향으로 40m 지점에 있는 장애물(M)로 인하여는 인지 모든 신호가 발생될 뿐이다.

[0052] 또한 상기 항공기 충돌 방지 장치(100)는, 상기 위험 상태 판단 단계에서, 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 제2 시간값 미만이면 경고 모드 신호를 발생시키고, 상기 충돌 예상 시간(ECT)이 제3 시간값 미만이면 충돌 모드 신호를 발생시키며, 상기 제2 시간값은 상기 제1 시간값보다 작고, 상기 제3 시간값은 상기 제2 시간값보다 작으므로, 항공기(H)와 가까운 장애물(M)일수록 높은 단계의 알람 신호를 발생시켜, 그 알람 신호에 대응하는 조작이나 기동을 할 수 있도록 하는 장점이 있다.

[0053] 그리고 상기 항공기 충돌 방지 장치(100)는, 상기 장애물 위치 획득 장치(10)가, 레이저 펄스를 쏘고 반사되어 돌아오는 시간을 측정하여 장애물(M)의 위치를 획득하는 레이저 레이더를 포함하므로, 상기 장애물 위치 획득 장치(10)로부터 생성된 장애물(M)의 위치 정보를 활용하여 생성된 지도 정보를 활용하여 충돌 예상 시간(ECT)을 계산할 수 있는 장점이 있다.

[0054] 이상으로 본 발명을 설명하였는데, 본 발명의 기술적 범위는 상술한 실시예에 기재된 내용으로 한정되는 것은 아니며, 해당 기술 분야의 통상의 지식을 가진 자에 의해 수정 또는 변경된 등가의 구성은 본 발명의 기술적 사상의 범위를 벗어나지 않는 것임은 명백하다.

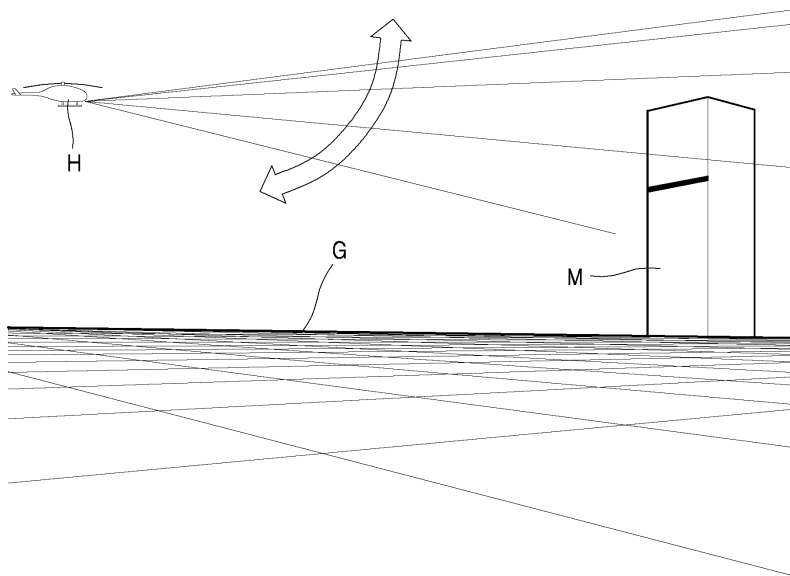
부호의 설명

[0055] * 도면의 주요부위에 대한 부호의 설명 *

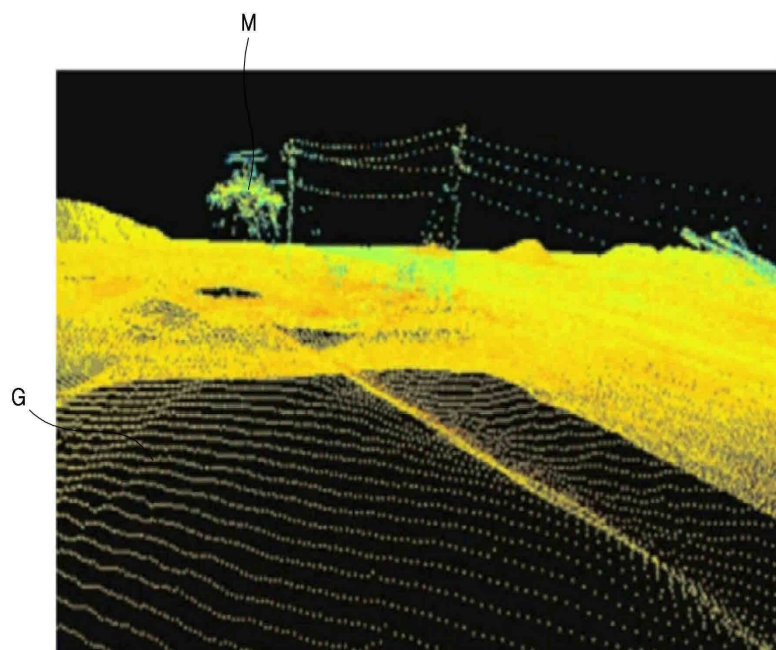
100 : 항공기 충돌 방지 장치	10 : 장애물 위치 획득 장치
20 : 중앙 처리 장치	30 : 항공기 위치 획득 장치
40 : 항공기 자세 획득 장치	50 : 무게 보상추
60 : 통신 장치	A : 기수 방향
ECT : 충돌 예상 시간	G : 지상
H : 항공기	M : 장애물
V_T : 비행 속도	

도면

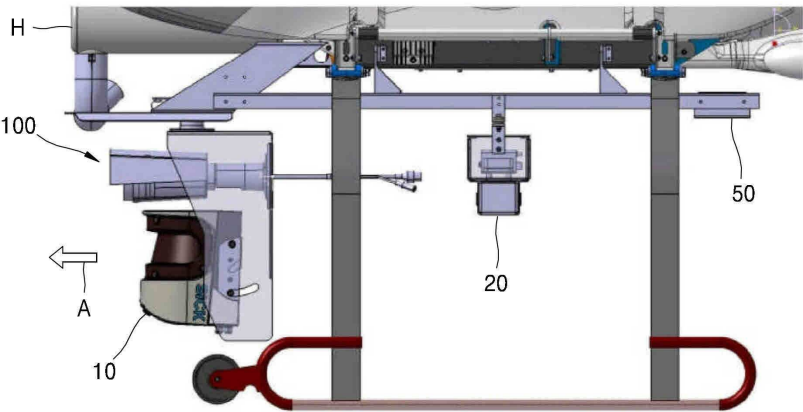
도면1



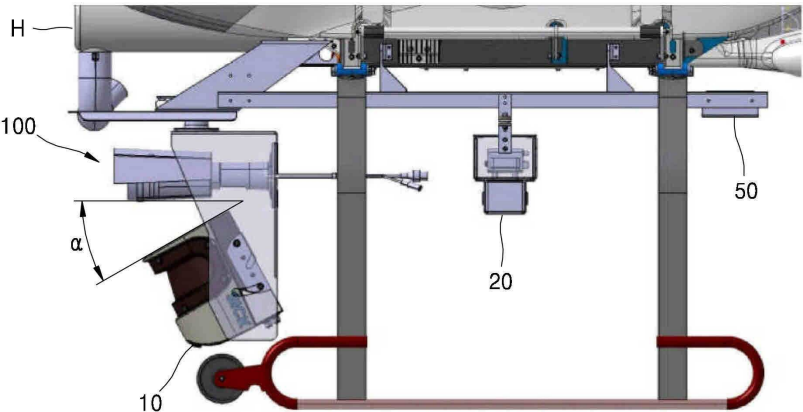
도면2



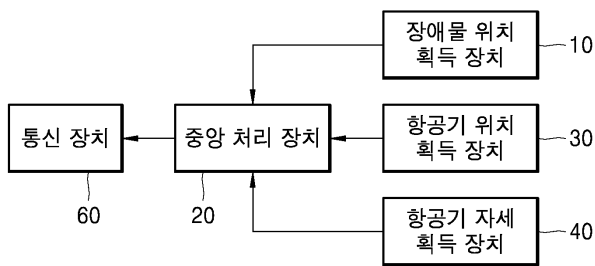
도면3



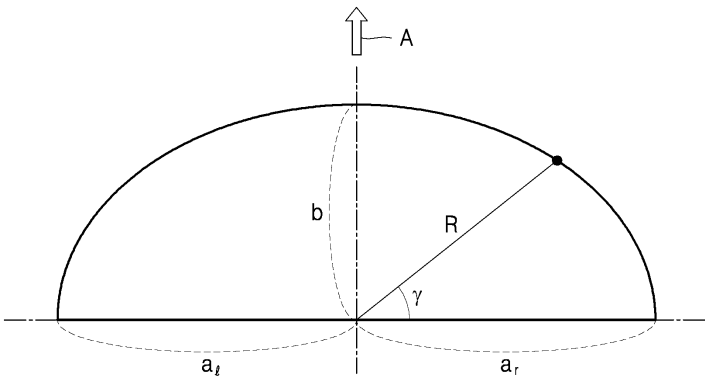
도면4



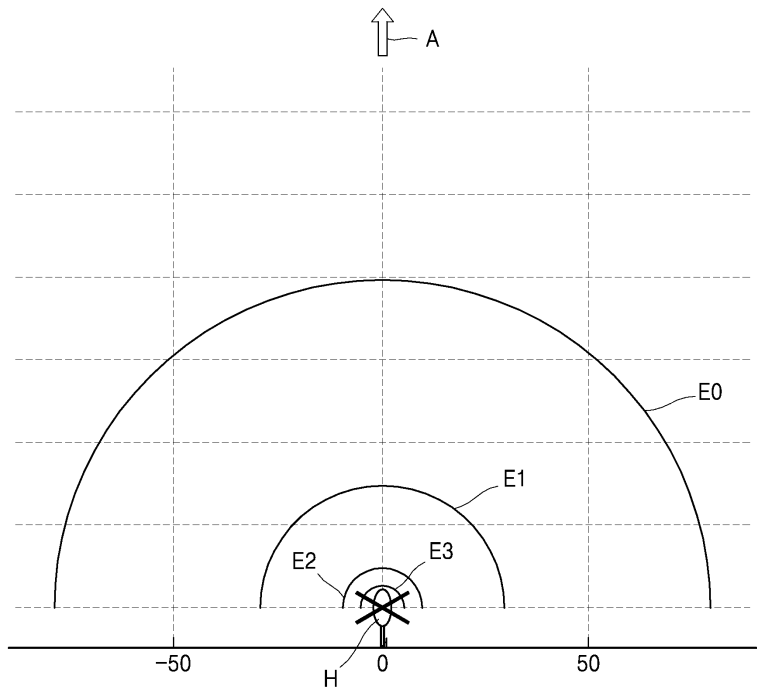
도면5



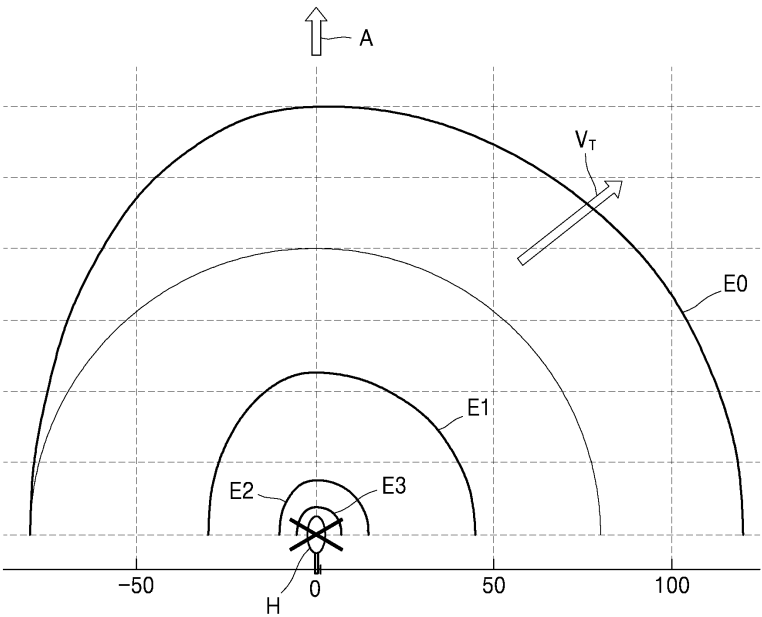
도면6



도면7



도면8



도면9

